



52

10

11

21

22

44

Auslegeschrift 1 292 502

Aktenzeichen: P 12 92 502.9-22 (L 43485)

Anmeldetag: 19. November 1962

Auslegetag: 10. April 1969

Ausstellungspriorität: —

30

Unionspriorität

32

Datum: —

33

Land: —

31

Aktenzeichen: —

54

Bezeichnung: Warmluftheizungssystem für Flugzeugkabinen

61

Zusatz zu: —

62

Ausscheidung aus: —

71

Anmelder: Lockheed Aircraft Corp., Burbank, Calif. (V. St. A.)

Vertreter: Ruschke, Dr.-Ing. Hans; Agular, Dipl.-Ing. Heinz;
Patentanwälte, 8000 München

72

Als Erfinder benannt: Hill, Thomas Gardner, Atlanta;
Goode, Archie Egbert, Decatur; Ga. (V. St. A.)

56

Für die Beurteilung der Patentfähigkeit in Betracht gezogene Druckschriften:

DT-AS 1 027 991

DT-AS 1 105 731

US-PS 2 232 587

DT 1 292 502

Die Erfindung bezieht sich auf ein Warmluft-
heizungssystem für Flugzeugkabinen, welches nicht
nur für die Steuerung der Kabinentemperatur, son-
dern auch für die der Fußbodentemperatur sorgt.

Es ist bekannt, daß, je höher ein Flugzeug fliegt,
desto kälter die Luft ist und die Beheizung von Flug-
zeugen außerordentlich schwierig wird. Wenn bei der
Heizung der Kabine warme Luft über dem Kabinen-
fußboden zugeführt wird, ist unmittelbar über dem
Kabinenfußboden eine kalte Zone vorhanden, weil
die warme Luft aufwärts steigt.

Bei der Zuführung von Warmluft über den Kabi-
nenfußboden ist die Aufteilung des Luftstromes zwi-
schen zwei Zweigleitungen durch ein Drosselorgan
entsprechend einer Temperaturmessung bekannt, wo-
bei auch die Anordnung des Drosselorgans in der
zweiten Zweigleitung, die in einer bestimmten Höhe
oberhalb des Kabinenfußbodens endet, bekannt ist.
Es ist ferner in der Belüftungs- und Klimatechnik be-
kannt, durch eine Leitung erhitzte oder kalte Luft je
nach Witterungsverhältnissen zu leiten.

Alle früheren Verfahren und Anordnungen für
Flugzeugkabinenheizungssysteme haben die Wärme
aus einem Überflurssystem nur zur Heizung des Kabi-
nenraumes benutzt. Die Heizung der Fußbodenzone
erfolgte, wenn überhaupt, mittels oberhalb des Fuß-
bodens ausgeblasener Warmluft, was ungenügend für
die Fußbodenheizung und die Steuerung derselben ist.

Der Erfindung liegt daher die Aufgabe zugrunde,
ein Warmluftheizungssystem zu schaffen, bei dem
nicht nur die Flugzeugkabine, sondern auch ihr Fuß-
boden und die unmittelbar darüberliegende Zone in
jeder Flughöhe schnell und angemessen beheizt wer-
den können.

Dies geschieht bei einem Warmluftheizungssystem
für eine Flugzeugkabine mit einer Heißluftquelle,
einer Heißluftleitung zur Aufnahme des Heißluftstrom-
es der Heißluftquelle und einer ersten und einer
zweiten jeweils mit Luftverteilungseinrichtungen ver-
sehenen Zweigleitung, die von der Heißluftleitung
abzweigen, wobei die Luftverteilungseinrichtungen
der zweiten Zweigleitung in einer bestimmten Höhe
über dem Kabinenfußboden angeordnet sind und ein
in der zweiten Zweigleitung angeordnetes Drossel-
organ, das gemäß der Messung eines Thermostaten
eingestellt wird, die durch die beiden Zweigleitungen
strömenden Heißluftstromteile relativ zueinander
steuert, erfindungsgemäß dadurch, daß die Luftver-
teilungseinrichtungen der ersten Zweigleitung unter
dem Kabinenfußboden zur Heizung des Kabinenfuß-
bodens angeordnet sind und daß der das Drossel-
organ einstellende Thermostat im Heißluftstrom
unter dem Fußboden angeordnet ist.

Bei einem derartigen Warmluftheizungssystem mit
einer unter dem Kabinenfußboden angeordneten
Kammer kann die Kammer räumlich getrennt vom
Kabinenfußboden zur Bildung eines Zwischenraumes
zwischen dem Kabinenfußboden und der Kammer
angeordnet sein, wobei die ersten Luftverteilungsein-
richtungen in dem Zwischenraum angeordnet sind,
der Zwischenraum stromab mit der Kammer verbun-
den ist und die erste Zweigleitung ihren Heißluft-
stromteil der Kammer zuführt, so daß die ersten
Luftverteilungseinrichtungen als Luftstrom eine Mi-
schung von durch die erste Zweigleitung gelieferter
heißer Luft und von kühlerer Luft aus der Kammer
aufnehmen.

Es kann auch eine zwischen die zweite Zweig-

leitung und die zweiten Luftverteilungseinrichtungen
eingefügte Luftkühleinrichtung vorhanden sein, wo-
bei eine ventilgesteuerte Bypasseinrichtung die zweite
Zweigleitung und die zweiten Luftverteilungsein-
richtungen unter Umgehung der Luftkühleinrichtung mit-
einander verbindet, sowie ein in der Flugzeugkabine
angeordneter Thermostat vorhanden sein, der das
Ventil der Bypasseinrichtung zur relativen Änderung
der durch die Luftkühleinrichtung und die Bypass-
einrichtung strömenden Heißluftströme einstellt.

Ein Ausführungsbeispiel der Erfindung ist in der
Zeichnung dargestellt. Es zeigt

Fig. 1 eine teilweise, perspektivische Ansicht
eines Warmluftheizungssystems, das schematisch die
verschiedenen Bestandteile zeigt,

Fig. 2 einen Querschnitt durch den Flugzeug-
rumpf nach Fig. 1,

Fig. 3 eine Draufsicht auf das Warmluftheizungs-
system aus dem Zwischenraum unmittelbar unter
dem Kabinenfußboden und

Fig. 4 eine andere Ausführung der Verteilungs-
und Mischungseinrichtung der Heißluft für den Kabi-
nenfußboden.

Das Warmluftheizungssystem umfaßt eine obere
Luftleitung 26 in der Kabine zur Verteilung von war-
mer oder kalter Luft und eine Luftleitung in einer
Kammer unter dem Kabinenfußboden zur Heizung
des letzteren. Das System verteilt einen konstanten
Heißluftstrom an beide Luftleitungen. Der Anteil des
Heißluftstromes zur Heizung des Kabinenfußbodens
wird durch einen Thermostaten 30 geregelt, der ein
Drosselorgan 9, das als Drosselventil ausgebildet ist,
steuert, wodurch der Luftstrom bestimmt wird, der in
die obere Luftleitung strömt. Eine Zunahme des
Luftstromes für die Fußbodenheizung tritt durch eine
Schließbewegung des Drosselventils 9 ein, während
eine Abnahme bei einem Öffnen des Drosselventils
erfolgt.

Durch eine Heißluftleitung 3 (Fig. 1) wird heiße
Abzapflung von den Triebwerken des Flugzeuges 1,
die sich in den Triebwerksgondeln 2 befinden, zur
Einführung in das Warmluftheizungssystem einer
Leitung 4 zugeführt, die auf einen im wesentlichen
konstanten Luftstrom durch das Ventil 5 gesteuert
wird. Hinter dem Ventil 5 verzweigt sich die Leitung 4
in die parallelen Leitungen 6 und 7, die ihrerseits
durch Drosselventile 8 bzw. 9 gesteuert werden.

Stromabwärts von dem Drosselventil 8 teilt sich
die Leitung 6 in zwei Kanäle 10 und 11, von denen
jeder (Fig. 3) zu einer Strahlpumpe 12 führt, die in
einer Kammer 13 unter dem Kabinenfußboden 14
des Flugzeuges angeordnet ist. Die Strahlpumpen 12
sind angeordnet, um eine Mischung aus heißer Ab-
zapflung aus der Leitung 6 als primäres Strömungs-
mittel mit mitgenommener Luft aus der Kammer 13
als sekundäres Strömungsmittel zu schaffen. Die ge-
mischten Luftströme aus den Strahlpumpen 12 sind
in Luftverteilungseinrichtungen 15 gerichtet, die in
einem Zwischenraum 16 angeordnet sind, der zwi-
schen Kabinenfußboden 14 und einer Scheidewand
17 gebildet ist, die die obere Begrenzung der Kammer
13 bildet. Die Luftverteilungseinrichtungen 15 haben
eine Mehrzahl von Verteilungsdüsen 18, die die Mi-
schung aus der Primär- und Sekundärluft in den
Zwischenraum 16, wie es durch die Strömungspfeile
19 gezeigt ist, auslassen, um den Kabinenfußboden
14 zu heizen.

Ein Teil des Luftstromes in dem Zwischenraum 16

kehrt zu der Kammer 13 durch Öffnungen 20 in der Scheidewand 17 zurück, wobei der Rest des Luftstromes durch den Zwischenraum 16 hindurch in die Flugzeugkabine durch Seitenschlitze 21 gefördert wird, wie durch den Strömungspfeil 21a (Fig. 2) angezeigt ist.

Die Abzapfluft, die durch die Leitung 7 und das Drosselventil 9 strömt, geht durch eine Luftkühleinrichtung 22 oder eine Bypassleitung 23, die durch ein Ventil 24 gesteuert wird, in die Leitung 25, die ihrerseits mit der oberen Luftleitung 26 verbunden ist, die eine Vielzahl von Verteilungsdüsen 27 aufweist, über die der Luftstrom in die Flugzeugkabine strömt. Die Aufteilung des Luftstromes in Leitung 7 stromabwärts von dem Drosselventil 9 wird durch das Ventil 24 gesteuert, das auf einen Thermostaten 28 anspricht, der in der Flugzeugkabine angeordnet ist. Die Anzeige durch den Thermostaten 28 für mehr Heizluft an die Kabine aus der oberen Luftleitung 26 bewirkt eine Öffnungsbewegung des Ventils 24, während eine Anzeige durch den Thermostaten 28 für kühlere Luft eine Schließung des Ventils 24 ergibt, wodurch ein größerer Teil des Luftstromes in der Leitung 7 durch die Luftkühleinrichtung 22 gedrückt wird. Durch Verstellung des Ventils 24 kann Luft bei irgendeiner gewünschten Temperatur in den Grenzen der Temperatur der Abzapfluft und der Kapazität der Luftkühleinrichtung 22 an die Kabine über die obere Luftleitung 26 geliefert werden.

Der Fußbodenheizteil des Systems wird durch einen An-Aus-Schalter 29 betätigt, der das Drosselventil 8 steuert, so daß, wenn keine Heizung des Kabinenfußbodens 14 erfolgen soll, das Drosselventil 8 geschlossen wird, wodurch sämtliche Luft durch die Leitung 7 in die obere Luftleitung abgeführt wird. Bei Öffnen des Drosselventils 8 wird sich die Abzapfluft, die von der Leitung 4 geliefert wird, in die Leitungen 6 und 7 verteilen, und die Menge warmer Abzapfluft, die über die Leitung 6 in den Fußbodenheizteil des Systems geht, wird durch die Temperatur der Sekundärluft in der Kammer 13 durch einen Thermostaten 30 gesteuert, der in der Kammer 13 angeordnet ist. Der Thermostat 30 steuert das Öffnen und Schließen des Drosselventils 9. Wenn der Thermostat 30 eine höhere Temperatur anfordert, was bedeutet, daß mehr heiße Abzapfluft über Leitung 6 in den Fußbodenheizteil des Systems strömen soll, wird das Drosselventil 9 in eine Schließrichtung bewegt, während, wenn der Thermostat 30 Heizluft mit niedrigerer Temperatur für den Fußboden anfordert, das Drosselventil 9 geöffnet wird. Über das Ventil 5 hinaus geht der Weg geringsten Widerstandes durch die Drosselventile 9 und 24 zu der oberen Luftleitung 26 anstatt durch das Drosselventil 8 zu den Strahlpumpen 12 in dem Fußbodenheizteil. Daher muß bei der Forderung für mehr Wärme in dem Fußbodenheizteil das Drosselventil 9 schließen, um die Abzapfluftmenge für die obere Luftleitung zu reduzieren, wodurch mehr Luft für den Fußbodenheizteil verfügbar wird, da das Ventil 5 immer eine konstante Luftmenge liefert, ungeachtet der thermostatischen Forderungen. Ferner kann, um zu vermeiden, daß durch die obere Luftleitung 26 keine Luft mehr strömt, wenn durch den Fußbodenheizteil die maximale Luftmenge strömt, eine Öffnung von geeigneter Größe in dem Drosselventil 9 vorgesehen sein, um das vollständige Schließen dieses Drosselventils 9 zu verhindern.

Die Luftmenge an die Flugzeugkabine durch die Seitenschlitze 21 ist im wesentlichen gleich der Luftmenge durch das Drosselventil 8, denn obwohl eine Mitnahme der Luft aus der Kammer 13 vorhanden ist, kehrt ein Teil des gemischten Luftstromes von den Verteilungsdüsen 18 an die Kammer 13 durch die Öffnungen 20 zurück. In gleicher Weise ist die Luftmenge, die in die Flugzeugkabine durch die obere Luftleitung 26 geliefert wird, im wesentlichen gleich der Menge der Abzapfluftmenge durch das Drosselventil 9.

Wenn das Warmluftheizungssystem in Betrieb ist, wird eine stetige Luftströmung in die Kammer aufrechterhalten, und zwar durch Freigabe von überschüssiger Luft durch einen Abgabebahn 31, der durch eine Drucksteuerung 32 betätigt wird, die sich in der Flugzeugkabine befindet.

Fig. 4 zeigt eine andere Strahlpumpenanordnung zur Zuführung der Abzapfluft aus der Leitung 6 in die Kammer 13. Diese Ausführung enthält eine Verzweigung 33 mit zwei Strahlpumpen 112, die mit den Luftverteilungseinrichtungen 115 verbunden sind. Wenn die Abzapfluft von Leitung 6 durch die Strahlpumpen 112 hindurchgeht, wird Sekundärluft aus der Kammer 13 mitgenommen, wie es durch die Strömungspfeile 113a angezeigt ist, wobei die mitgenommene Sekundärluft durch Abgabe einer Mischung aus Primär- und Sekundärluft aus den Luftverteilungseinrichtungen 115 durch angewinkelte Düsen 34 ergänzt wird, die an den Luftverteilungseinrichtungen 115 zwischen den Strahlpumpen 112 und Verteilungsdüsen 18 angeordnet sind, die die gemischte Primär- und Sekundärluft in den Zwischenraum 16 unter den Kabinenfußboden abgeben. Diese Strahlpumpenanordnung ist vorgesehen, um das Erfordernis von Öffnungen 20 in der Scheidewand 17 zu beseitigen.

Somit ist mit der Erfindung ein Warmluftheizungssystem für eine Flugzeugkabine geschaffen, bei dem warme Luft zum Heizen des Fußbodens der Kabine vorgesehen ist, bevor diese Luft in die Kabine strömt. Die gleichzeitige Luftlieferung an die Kabine von der oberen Luftleitung bewirkt, daß Temperaturschichtungen in der Flugzeugkabine verhütet werden.

Patentansprüche:

1. Warmluftheizungssystem für eine Flugzeugkabine mit einer Heißluftquelle, einer Heißluftleitung zur Aufnahme des Heißluftstromes der Heißluftquelle und einer ersten und einer zweiten jeweils mit Luftverteilungseinrichtungen versehenen Zweigleitung, die von der Heißluftleitung abzweigen, wobei die Luftverteilungseinrichtungen der zweiten Zweigleitung in einer bestimmten Höhe über dem Kabinenfußboden angeordnet sind und ein in der zweiten Zweigleitung angeordnetes Drosselorgan, das gemäß der Messung eines Thermostaten eingestellt wird, die durch die beiden Zweigleitungen strömenden Heißluftstromteile relativ zueinander steuert, dadurch gekennzeichnet, daß die Luftverteilungseinrichtungen (15, 115) der ersten Zweigleitung unter dem Kabinenfußboden (14) zur Heizung des Kabinenfußbodens angeordnet sind und daß der das Drosselorgan (9) einstellende Thermostat

(30) im Heißluftstrom unter dem Fußboden angeordnet ist.

2. Warmluftheizungssystem nach Anspruch 1 mit einer unter dem Kabinenfußboden angeordneten Kammer, dadurch gekennzeichnet, daß die Kammer (13) räumlich getrennt vom Kabinenfußboden (14) zur Bildung eines Zwischenraumes (16) zwischen dem Kabinenfußboden (14) und der Kammer (13) angeordnet ist, wobei die ersten Luftverteilungseinrichtungen (15, 115) in dem Zwischenraum (16) angeordnet sind, der Zwischenraum (16) stromab mit der Kammer (13) verbunden ist und die erste Zweigleitung ihren Heißluftstromteil der Kammer (13) zuführt, so daß die ersten Luftverteilungseinrichtungen (15, 115) als Luftstrom eine Mischung von durch die

erste Zweigleitung gelieferter heißer Luft und von kühlerer Luft aus der Kammer (13) aufnehmen.

3. Warmluftheizungssystem nach Anspruch 1 oder 2, gekennzeichnet durch eine zwischen die zweite Zweigleitung und die zweiten Luftverteilungseinrichtungen eingefügte Luftkühleinrichtung (22), wobei eine ventilgesteuerte Bypaßeinrichtung (Bypaßleitung 23, Ventil 24) die zweite Zweigleitung und die zweiten Luftverteilungseinrichtungen unter Umgehung der Luftkühleinrichtung (22) miteinander verbindet, sowie durch einen in der Flugzeugkabine angeordneten Thermostaten (28), der das Ventil (24) der Bypaßeinrichtung zur relativen Änderung der durch die Luftkühleinrichtung (22) und die Bypaßeinrichtung strömenden Heißluftströme einstellt.

Hierzu 1 Blatt Zeichnungen



